

♥Super Giant Heavy Duty High Speed Multi Engine Rocket Giant "2025v2.2

Bilingual Technical Parameter Comparison Table of Super Giant High-Speed Heavy-Lift Rocket Category Technical Item Chinese Parameter English Parameter Power System Number of Giant Main Engines 35 - 48 units 35 - 48 Units Number of Spacecraft Auxiliary Engines 14 - 18 units 14 - 18 Units Power Type 1 Chemical Fuel Engine (Core Takeoff Power Source) Chemical Fuel Engine (Core Takeoff Power Source) Power Type 2 [Nuclear Power System](#) (Nuclear Battery + Nuclear Propulsion Engine) Nuclear Power System (Nuclear Battery + Nuclear Propulsion Engine) Power Type 3 Electric Engine (Cruise Phase Auxiliary Power) Electric Engine (Cruise Phase Auxiliary Power) Power Type 4 [Solar Engine](#) (Low-Earth & Deep Space Endurance Supplement) Solar Engine (Low-Earth & Deep Space Endurance Supplement) Engine Characteristics Supports multi-engine combination switching Supports Multi-engine Combination Switching Key Performance Takeoff Power 12,000 Tonnes 12,000 Tonnes Payload Capacity 250 - 300 Tonnes 250 - 300 Tonnes Maximum Range 1 - 1.5 Billion Kilometers 1 - 1.5 Billion Kilometers Rocket Weight 8,500 - 9,000 Tonnes 8,500 - 9,000 Tonnes Thrust and Specific Impulse Chemical + nuclear hybrid mode, over 30% better than traditional heavy-lift rockets Chemical + Nuclear Hybrid Mode, > 30% Better Than Traditional Heavy-Lift Rockets Overall Dimensions Height 125m / 138m 125m / 138m Diameter 12.5m / 13.4m 12.5m / 13.4m Total Number of Engines 50 Units / 60 Units 50 Units / 60 Units Control & Integration Driving Mode Full Autopilot, Manual Driving, Semi-Autonomous Driving Full Autopilot, Manual Driving, Semi-Autonomous Driving System Features Modular integration and interactive fusion, supporting real-time coordinated switching of multiple powers Modular Integration & Interaction, Supports Real-Time Multi-Power Coordination Support & Technology Launch Facility Super giant launch tower, load-bearing $\geq 15,000$ Tonnes Super Giant Launch Tower, Load-Bearing $\geq 15,000$ Tonnes Manufacturing Materials [Titanium alloy honeycomb composite material](#) + carbon fiber reinforced ceramics (lightweight + high temperature and pressure resistance) Titanium Alloy Honeycomb Composite + Carbon Fiber Reinforced Ceramics (Lightweight &

High Temp/Pressure Resistant) Drawing Requirements 30 - 50 sheets (schematic diagrams/installation diagrams/structural diagrams, etc.), labeled with extra-large black bold Chinese-English bilingual fonts 30 - 50 Sheets (Schematic/Installation/Structure Diagrams), Chinese-English Bilingual Extra-Large Black Bold Labels

Super Giant Rocket Engine

Super giant rocket engines (usually referring to engines with a thrust level of over 100 tons, such as 200-ton class or 500-ton class engines) are the core power of heavy-lift launch vehicles, and their design and application are of great significance in the aerospace field. The advantages and disadvantages are summarized as follows based on relevant information.

1. Advantages

- High Thrust and Payload Capacity:** Super giant engines can provide enormous takeoff thrust (e.g., 500-ton class solid rocket engines or 200-ton class liquid oxygen-methane engines), which directly enhances the rocket's payload capacity and enables heavy loads (such as deep-space probes or space station modules) to be sent into predetermined orbits.
- Simplified Structure and Reliability:** Taking solid rocket engines as an example, they have a relatively simple structure with fewer components, making it easy to achieve high thrust. Additionally, they are convenient to operate and maintain and can be stored for a long time, which helps reduce the overall system complexity of the rocket.
- Cost-Effectiveness:** The manufacturing cost of solid rocket engines is relatively low (about 1/10 to 1/20 of that of liquid rocket engines). Moreover, due to the stability of their propellants, they have good storage and safety performance, making them suitable for rapid-response missions.
- Efficient Propellant Utilization:** New-type liquid rocket engines (such as liquid oxygen-methane engines) have high specific impulse (a parameter measuring efficiency). Their combustion products are clean and not prone to coking, facilitating reuse and thereby reducing maintenance costs.
- Reusability:** Some super giant liquid rocket engines (such as liquid oxygen-methane engines) support multiple ignitions and recovery, improving the economy and sustainability of the rocket.

2. Disadvantages

- Difficulty in Thrust Adjustment:** Once ignited, the thrust of solid rocket engines is difficult to adjust, and their operating time is short, which limits mission flexibility. Although the thrust of liquid rocket engines can be adjusted, their structure is complex, making it challenging to achieve high thrust.
- Limitations in Specific Impulse and Efficiency:** The specific impulse of solid rocket engines is usually low, resulting in lower propellant efficiency compared to liquid rocket engines. While liquid rocket

engines have higher specific impulse, their complex systems may lead to energy loss.

3. Technical Challenges and Reliability Risks: The design of super giant engines (such as 500-ton class solid rocket engines) needs to overcome problems related to materials and nozzle thermal management. For instance, throat liner components have to withstand extremely high temperatures and pressures, which may easily cause malfunctions. In addition, the parallel operation of multiple engines may lead to unstable work due to vibration coupling or control system issues.

4. High Cost and Maintenance Complexity: Although solid rocket engines are low-cost, the development and maintenance costs of super giant liquid rocket engines (such as liquid oxygen-kerosene engines) are extremely high. Furthermore, they have poor long-term storage performance and require frequent inspections.

5. Environmental Impact: The combustion of certain propellants (such as kerosene) may produce carbon deposits, increasing the cleaning workload after recovery. Although liquid oxygen-methane is clean, large-scale production still faces supply chain challenges.

Supplementary Notes The selection of super giant engines needs to balance mission requirements: solid rocket engines are suitable for providing initial high thrust (e.g., boosters), while liquid rocket engines are more suitable for core stage missions due to their adjustability and high efficiency. The future development direction will include new propellants like liquid oxygen-methane to enhance overall performance.

Raptor Rocket Engine Developed by SpaceX, the Raptor Rocket Engine is a power system created for the Starship super heavy-lift launch vehicle, with its research and development commencing in 2016. It consists of a super heavy booster equipped with 33 engines and a Starship spacecraft fitted with 6 engines, featuring a fully reusable design. Its maximum payload capacity reaches 250 tons, and 150 tons when fully reusable. The engine adopts full-flow staged combustion cycle technology and uses liquid methane as fuel to avoid coking after combustion, facilitating rapid reuse. The third-generation Raptor engine entered mass production in August 2024, with its thrust increased from 185 tons (first generation) and 230 tons (second generation) to 280 tons. It successfully completed its first static fire test on August 9 of the same year. By adopting advanced metal 3D printing technology, the engine structure was simplified and its weight reduced to 1,525 kilograms. During the eighth test flight of the Starship on March 6, 2025, an "energy incident" occurred at the tail of the super heavy rocket, causing several engines to fail and

ultimately leading to the disintegration of the second-stage spacecraft.

List of Rocket Engines with High Thrust Worldwide

The following is a ranking of rocket engines with high thrust globally, sorted from highest to lowest. It should be noted that data may vary across different sources, and the thrust value of an engine may differ depending on model iterations (e.g., sea-level thrust and vacuum thrust):

- RD-171MV** (Russia): Approximately 846 tons of thrust
- RD-170** (Russia): Approximately 806 tons of thrust
- F-1** (USA): Approximately 680.39 tons of thrust, once used in the Saturn V rocket for the Apollo program
- RD-180** (Russia): Approximately 423 tons of thrust, commonly used in the United States' Atlas V rocket
- RS-68A** (USA): Approximately 320 tons of thrust, used in the Delta IV Heavy rocket
- BE-4** (USA): Approximately 240 tons of thrust, developed by Blue Origin and using liquid oxygen-methane fuel
- RS-25** (USA): Approximately 240 tons of thrust, once serving as the main engine of the space shuttle
- Raptor** (USA): Approximately 230 tons of sea-level thrust, developed by SpaceX for the Starship rocket; the thrust of the latest V3 version has been increased to 280 tons
- RS-24** (Russia): Approximately 213 tons of thrust
- RD-191** (Russia): Approximately 213 tons of thrust

Supplementary Explanations

- Definition of Thrust:** Rocket engine thrust usually refers to the force under specific environments (e.g., sea level or vacuum), and vacuum thrust is generally higher than sea-level thrust.
- Technical Trends:** Modern engines focus on reusability and fuel efficiency. For example, the Raptor engine uses liquid oxygen-methane fuel to support multiple reuses.
- China's Progress:** China is developing high-performance engines, such as the 140-ton class liquid oxygen-methane engine and technologies related to the Long March 9 rocket. However, the publicly disclosed thrust has not yet exceeded that of the top models listed above.

Other Supplementary Translations

- Super giant high-speed heavy-lift rocket:**
 - ① It is equipped with 35 - 48 giant engines and 14 - 18 spacecraft engines.
 - ② It uses chemical fuel.
 - ③ It has a nuclear power system, including nuclear batteries and nuclear propulsion engines.
 - ④ It is equipped with electric engines.
 - ⑤ It is fitted with solar engines.
 - ⑥ The super giant heavy-lift rocket boasts powerful engines, and features excellent thrust and specific impulse, as well as strong payload capacity. It can sail continuously for 1 - 1.5 billion kilometers, with a payload of 250 - 300 tons, takeoff power of 12,000 tons and a total weight of 300 tons, supporting the switching of multiple engines.
 - ⑦ It supports full autopilot, manual driving and semi-

autonomous driving, and adopts modular integration and interactive fusion. ⑧ The super giant rocket has a height of 125m/138m and a diameter of 12.5m/13.4m, with a total of 50/60 engines. It has a payload capacity of 250/300 tons and a self-weight of 8,500/9,000 tons, and supports the switching of various engine combinations. ⑨ Specific parameters of manufacturing materials. ⑩ Detailed schematic diagrams, installation diagrams, structural diagrams, component diagrams, international standard diagrams and patent - type technical diagrams.2. Super Giant Heavy Duty High Speed Multi - Engine Rocket Giant "2025v2.2"

超巨型火箭发动机（通常指推力级别达到百吨级以上，如200吨级或500吨级的发动机）是重型运载火箭的核心动力，其设计和应用在航天领域具有重要意义。以下基于相关信息，从优缺点两个方面进行总结。优点1. 高推力与运载能力：超巨型发动机能提供巨大的起飞推力（例如500吨级固体发动机或200吨级液氧甲烷发动机），直接提升火箭的运载能力，使重型载荷（如深空探测器或空间站模块）能够被送入预定轨道。2. 结构简化与可靠性：以固体火箭发动机为例，其结构相对简单，部件较少，易于实现大推力，且操作维护方便、可长期贮存，这有助于降低火箭整体的系统复杂度。3. 成本效益：固体发动机的制造成本较低（约为液体发动机的1/10~1/20），且由于推进剂稳定，储存和安全性较好，适合快速响应任务。4. 高效推进剂利用：新型液体发动机（如液氧甲烷发动机）具有较高的比冲（衡量效率的参数），燃烧产物清洁，不易结焦，便于重复使用，从而降低维护成本。5. 可重复使用性：部分超巨型液体发动机（如液氧甲烷发动机）支持多次点火和回收，提升了火箭的经济性和可持续性。缺点1. 推力调节困难：固体发动机的推力一旦点燃难以调节，工作时间较短，限制了任务灵活性；而液体发动机虽可调节推力，但结构复杂，大推力实现难度高。2. 比冲与效率局限：固体发动机的比冲通常较低，导致推进剂效率不如液体发动机；液体发动机虽比冲较高，但复杂系统可能带来能量损失。3. 技术挑战与可靠性风险：超巨型发动机（如500吨级固体发动机）在设计中需克服材料、喷管热管理等难题，例如喉衬部件需承受极端高温高压，易引发故障。此外，多发动机并联时可能因振动耦合或控制系统问题导致工作不稳定。4. 成本与维护复杂性：尽管固体发动机成本低，但超巨型液体发动机（如液氧煤油发动机）的研制和维护成本高昂，且长期贮存性差，需频繁检查。5. 环境影响：部分推进剂（如煤油）燃烧可能产生积碳，增加回收后的清洗工作量；而液氧甲烷虽清洁，但大规模生产仍面临供应链挑战。补充说明超巨型发动机的选择需权衡任务需求：固体发动机适合提供初始大推力（如助推器），而液体发动机更适合芯级任务，因

其可调节性和高效率。未来发展方向包括液氧甲烷等新型推进剂，以提升综合性能。

猛禽火箭发动机SpaceX公司研制的发动机猛禽火箭发动机（Raptor）是美国SpaceX公司为“星舰”超重型运载火箭研制的动力系统，于2016年开始研制。其包含33台发动机组成的超重型推进器和6台发动机的星舰飞船，支持完全可重复使用设计，最高运载能力250吨（完全可重复使用时为150吨）¹。该发动机采用全阶段燃烧循环技术，燃料选用液态甲烷避免燃烧后焦化问题，利于快速重复使用⁸。第三代猛禽发动机于2024年8月进入量产阶段，推力从前两代的185吨、230吨提升至280吨，并于同年8月9日完成首次静态点火测试，通过金属3D打印技术简化结构，重量降至1525公斤⁷。2025年3月6日星舰第八次试飞期间，超重型火箭尾部发生“能量事件”导致数台发动机失灵，最终第二级飞船解体⁴。24年8月4日，SpaceX公司发布第三代猛禽发动机有关信息。其推力从第一代猛禽的185吨、第二代的230吨提升至280吨。³当地时间2024年8月9日，SpaceX公司第三代猛禽发动机（Raptor 3）在德州麦格雷戈（McGregor）火箭工厂进行了首次静态点火测试。³当地时间3月6日晚，美国太空探索技术公司（SpaceX）发布消息称，星舰即将第八次试飞，超重型火箭的39台猛禽发动机正在冷却，为升空做准备。当地时间2025年3月6日晚，美国太空探索技术公司（SpaceX）的星舰第八次试飞任务成功回收超重型火箭助推器。⁴▲第三代猛禽试车（图源：ElonMusk@X）技术特点33台发动机组成的“超重型推进器”和6台发动机组成的“星舰”飞船，可重复使用。¹▲猛禽的进化。性能数据最高运载能力为250吨，完全可重复使用时运载能力最高为150吨。¹失灵事件当地时间2025年3月6日，“星舰”火箭的第二级飞船在试飞中“快速意外解体”。美国太空探索技术公司表示，飞船上升期间尾部出现“能量事件”，致数台猛禽火箭发动机失灵，最终导致飞船失联、解体。

根据现有信息，以下是世界范围内推力较大的火箭发动机列表。需要注意的是，不同来源的数据可能存在差异，且发动机的推力值可能因型号迭代（如海平面与真空推力）而不同。以下列表综合了多个来源的信息，并按推力从大到小排序。1. RD-171MV（俄罗斯）：推力约846吨。2. RD-170（俄罗斯）：推力约806吨。3. F-1（美国）：推力约680.39吨，曾用于阿波罗计划的土星五号火箭。4. RD-180（俄罗斯）：推力约423吨，常用于美国的宇宙神5号火箭。5. RS-68A（美国）：推力约320吨，用于三角洲4号重型火箭。6. BE-4（美国）：推力约240吨，由蓝色起源公司研制，使用液氧甲烷

燃料。7. RS-25（美国）：推力约240吨，曾用于航天飞机主发动机。8. 猛禽（Raptor）（美国）：推力约230吨（海平面），SpaceX公司研制，用于星舰火箭；最新版本V3推力已提升至280吨。9. RS-24（俄罗斯）：推力约213吨。10. RD-191（俄罗斯）：推力约213吨。补充说明- 推力定义：火箭发动机推力通常指在特定环境（如海平面或真空）下的力值，真空推力一般高于海平面推力。- 技术趋势：现代发动机注重可重复使用性和燃料效率，例如猛禽发动机采用液氧甲烷燃料，支持多次复用。- 中国进展：中国正在研发高性能发动机，如140吨级液氧甲烷发动机和长征九号相关技术，但当前公开推力尚未超过上述列表中的顶尖型号。

世界上最大的十款巨型火箭按推力从高到低排名如下：十大巨型火箭排行榜1. 星舰（Starship）：总高120米，最大推力7590吨，近地轨道运载能力100-150吨，是目前全球推力最大、最先进的火箭，由SpaceX研发，已完成多次试飞。2. 长征9号：总高114米，最大推力6100吨，近地轨道运载能力不低于150吨，是中国正在研发的重型火箭，已完成发动机测试。3. 苏联N1火箭：高105米，最大推力4620吨，近地轨道运载能力95吨，但因四次试射失败未投入使用。4. 叶尼塞火箭：设计推力4400吨，近地轨道运载能力140吨，是俄罗斯月球计划的一部分，但已于2021年停止开发。5. SLS火箭：总高117米，推力4173吨，近地轨道运载能力95吨，用于美国重返月球计划。6. 土星5号：总高110.6米，推力3408吨，近地轨道运载能力140吨，是唯一成功执行载人登月任务的火箭。7. 能源号火箭：总高60米，推力3540吨，近地轨道运载能力100吨，苏联时期研发，已停产。8. 长征10号：总高92米，推力2678吨，近地轨道运载能力70吨，专为中国载人登月计划设计。9. 重型猎鹰火箭：总高70米，推力2300吨，近地轨道运载能力64吨，由SpaceX研发，已导致德尔塔IV火箭退役。10. 德尔塔IV重型火箭：总高72米，推力1850吨，近地轨道运载能力28吨，已于2024年退役。

中国一万吨重型火箭技术参数现状- 长征九号升级方案：计划采用芯级+环助推器设计，一级推力组合目标超过10000吨，使用8台YF-480发动机（单台500吨推力）及3D打印技术优化部件重量。- 双曲线九号（SQX-9）：星际荣耀公司规划的可回收火箭，一级推力约7000吨，采用33台液氧甲烷发动机，近地轨道运力百吨级，预计2030年后投入任务。- 技术瓶颈：当前中国主流火箭如朱雀三号推力仅76吨，官方明确表示超重型火箭需先突破可回收技术及成本控制，短期内不会盲目追求推力指标。世界重型运载火箭排名参考1. 现役火

箭（截至2025年）：- 1. 星舰超重（美国SpaceX）：起飞推力10000吨，LEO运载能力400吨（不回收）。- 2. 太空发射系统（美国波音）：LEO运力130吨。- 3. 新格伦（美国蓝色起源）：LEO运力70吨（不回收）。2. 中国现役最强：长征五号（LEO运力25吨）位列全球现役第四，重型猎鹰（美国）以63.8吨LEO运力居首。

关于火箭的最大直径，由于不同火箭的型号、用途和设计时代差异很大，其直径也各不相同。根据现有信息，目前公开资料中提及的最大直径数据如下：目前已知最大直径的火箭是美国的“大力神3”系列火箭（特别是“大力神3C”型号），其最大直径达到9.82米。以下是其他一些具有代表性的火箭直径信息。* 美国“大力神3”系列：作为对比，其“大力神3C”火箭的最大直径为9.7米。* 中国长征系列（载人航天）：用于发射神舟飞船和天宫空间实验室的载人火箭，其整流罩最大直径为4.2米。* 中国长征五号：作为中国现役运力最强的火箭之一，其芯级直径为5米。* 中国朱雀三号：作为一款新型商业运载火箭，其整流罩直径为5.2米。* 中国长征一号：作为中国第一枚运载火箭，其最大直径为2.25米。总结来说，根据现有资料，“大力神3”系列火箭的9.82米直径是目前提及的最大值。这类大型火箭通常用于发射重型军用卫星等有效载荷。而现代主流的商业和航天发射任务所使用的火箭，其直径大多在几米范围内。

118吨火箭的最大载重为118吨，由美国土星5号运载火箭实现。土星5号的运载能力土星5号是20世纪60-70年代美国阿波罗计划使用的超重型火箭，其近地轨道运载能力达到118吨，至今仍是现役火箭中最高纪录之一。它曾成功将阿波罗飞船送上月球轨道，并发射了天空实验室空间站。以下是关于土星5号运载能力的视频：其他火箭对比- 猎鹰重型火箭：近地轨道运载能力为63.8吨，是当前现役火箭中运力最强的型号之一。- 中国长征系列：长征五号B火箭近地轨道运载能力约22吨，长征十号地月转移轨道运载能力不小于27吨。土星5号因生产线已关闭，其118吨的纪录尚未被超越。

猎鹰重型”运载火箭美国太空探索技术公司(SpaceX)研制的重型运载火箭“猎鹰重型”运载火箭（英文：Falcon Heavy5），是美国太空探索技术公司（SpaceX）研制的液体燃料运载火箭。11“猎鹰重型”运载火箭是在该公司猎鹰9号火箭的基础上研制，“猎鹰重型”芯一级捆绑两个助推器，近地轨道发射能力63.8吨，地球同步转移轨道发射载荷26.7吨，向火星发射载荷的能力为16.8吨，向太阳系边缘的冥王星发

射载荷能力3.5吨。4“猎鹰重型”火箭2019年6月25日完成发射，将24颗卫星送入3个不同轨道。1美国东部时间2023年10月13日10时19分，“灵神星”号探测器搭载美国太空探索技术公司的“猎鹰重型”运载火箭从佛罗里达州肯尼迪航天中心升空。24中文名“猎鹰重型”运载火箭外文名Falcon Heavy5研制国家美国研制公司美国太空探索技术公司火箭类型液体燃料运载火箭首飞时间2018年2月6日2前型级猎鹰9号首飞地点。

“猎鹰9号重型火箭”实际应为猎鹰重型运载火箭（Falcon Heavy），它是SpaceX在猎鹰9号基础上研制的重型可回收火箭，并非猎鹰9号的直接变体。以下是其核心参数：运载能力- 近地轨道（LEO）：63.8吨（相当于一架满载波音737）。- 地球同步转移轨道（GTO）：26.7吨。- 火星轨道：16.8吨。- 冥王星轨道：3.5吨。关于猎鹰9号重型火箭运载能力：尺寸与重量- 全长：70米。- 最大直径：12.2米。- 起飞质量：1420吨。以下是关于猎鹰9号火箭尺寸。动力系统- 第一级：3枚猎鹰9号芯级并联，共27台梅林发动机（每芯级9台）。- 总推力：约2280吨（相当于18架波音747）。- 第二级：1台梅林真空发动机，具备多次点火能力。

火箭发动机的数量因火箭型号、设计任务和推进阶段的不同而有很大差异。- 朱雀三号运载火箭：一子级采用9台天鹊系列液氧甲烷发动机（TQ-12B），二子级配置1台真空发动机（TQ-15B）。- 长征五号运载火箭：起飞时采用3型12台液体火箭发动机（包括芯级和助推器），其中芯一级使用2台YF-77发动机，助推器使用8台YF-100发动机。- “星舟”重型运载火箭（SpaceX）：第一级计划安装35台猛禽发动机，上面级配备6台，总计41台发动机。- 某月球探测任务火箭：在特定阶段（如地月转移）采用了107台液体火箭发动机协同工作。此外，单个火箭发动机的推力水平也不断进步，例如我国已试验成功推力达500吨的液体火箭发动机。发动机数量的设计需综合考虑火箭的运载能力、可靠性、成本及任务需求（如入轨、回收等）。

●基于最新公开资料的全球超重型运载火箭排序及技术参数对比（按近地轨道运载能力降序排列），综合美、中、俄、欧等主要航天体的现役及在研型号：-----全球超重型火箭技术参数总表【表格】
国家火箭名称 近地轨道(LEO)运力 地月转移轨道(TLI)运力 起飞推力 高度 状态 技术亮点 美国 SpaceX星舰(Super Heavy) 100-150吨¹ 100吨¹ (加注后) 7590吨 120米 试飞中 全回收复用、不锈钢箭体 49 SLS

Block 1 95吨 27吨 4173吨 98米 现役 载人登月主力火箭8 猎鹰重型 (Falcon Heavy) 63.8吨 16.8吨 2280吨 70米 现役 助推器回收复用38 中国 长征九号(规划) 140吨□ 50吨□ 5873吨□ 108米 在研 两级全复用构型(2035目标)28 长征五号B 25吨 8.35吨 1060吨 53.7米 现役 空间站核心舱发射器12 俄罗斯 安加拉A5 24.5吨 - 980吨 55.4米 现役 替代质子号的新一代火箭1 能源号(已退役) 100吨 32吨 4620吨 60米 历史 苏联暴风雪号航天飞机运载器9 欧洲 阿丽亚娜6 21.6吨 - 860吨 63米 现役 液氧甲烷发动机验证12 印度 LVM3 10吨 4吨 1100吨 43.4米 现役 月球探测器发射火箭注¹：星舰LEO运力不回收状态达150吨，回收状态约100-120吨注□：为设计目标值（星舰经轨道加注可实现深空任务运力跃升）-----关键火箭技术细节补充 1. 美国星舰·发动机：33台猛禽液氧甲烷发动机（一级）·成本革新：目标发射成本\$300-400/千克（猎鹰9号的1/3）·进展：2023年起多次轨道级试飞，验证垂直回收技术 2. 中国长征九号·核心突破：480吨级液氧煤油发动机(YF-130) + 220吨级液氢（<https://baike.baidu.com/item/%E6%B6%B2%E6%B0%A2/9471112>）液氧发动机(YF-90)·时间表：一级复用型计划2030年首飞，两级全复用型目标2035年 3. 历史标杆对比·土星五号（美国）：LEO 118吨（1967-1973服役，仍保持一次性火箭纪录）·N1火箭（苏联）：LEO 95吨（4次试射失败后终止） 4. 重复使用技术·领先者：SpaceX实现90%以上任务复用（2023年猎鹰9号复用87次）·追赶者：中国规划长征九号一级复用回收率达80%以上-----各国航天实力梯队（综合评估）·第一梯队：美国（星舰、SLS、猎鹰重型）·第二梯队：中国（长征五号B、长征九号在研）、俄罗斯（安加拉A5）·第三梯队：欧洲（阿丽亚娜6）、印度（LVM3）、日本（H3火箭）数据来源说明：参数综合自各国航天机构公告及权威航天媒体，在研型号以最新设计目标为准。深空运力受轨道参数影响可能存在±10%浮动。

综合目前公开可检索到的各国“超重型/高速火箭”（近地轨道运力≥50 t 级，含在役、在研或已退役但具参考价值的型号），按 LEO 名义运力由高到低排序，并给出尽可能完整的核心技术参数。数据主要取自 2024-2025 年国内外航天专业论坛与媒体报道，已按“能拿到多少就给多少”的原则罗列；空白栏位说明官方尚未披露或暂无法查证。---世界主要超重载高速火箭技术参数一览（按 LEO 运力降序，同一运力按状态/年份辅排）排名 火箭/国家(地区) 状态 LEO 运力 t GTO 运力 t 起飞质量 t 起飞推力 kN 级数/主动力 推进剂 箭体 高×径 m 备注/首发年 1 SpaceX 星舰 Starship (美国) 在研/试飞 150(复用)250(一次性) 100 ≈ 5000 ≈ 74 000 (33×Raptor 2) 2/全液氧甲烷 CH₄+LOX 122×9 2024 起综合试飞[¹][⁵] 2 长征九号 CZ-9 (中国) 在研 140 ≈ 50 4140 ≈ 58 000 (含 4×CZ-5 级助推) 3/液氧煤油+液

氢 煤+LOX / H₂+LOX 93×10 计划 2030 首飞^{[1][2]} 2 土星五号 Saturn V (美国) 已退役 140 48.6 2970 34 000 (5×F-1) 3/液氧煤油+液氢 煤+LOX / H₂+LOX 110.6×10.1 1967-1973, 13/13 成功^{[1][2]} 4 叶尼塞/顿河 Yenisei (俄罗斯) 在研 130 ≈49 3 100 ≈40 000 (拟 12×RD-171+2×RD-180) 3/液氧煤油+液氢 同上 113×8.6 原定 2028 首飞, 进度已多次推迟^{[1][2]} 4 SLS Block 2 (美国) 在研 130 45+ 2 948 41 700 (2×5-seg SRB+4×RS-25) 2/固+液氢 PBAN+H₂+LOX 117×8.4 2022 首飞 Block 1; Block 2 目标 2028^{[1][2]} 6 能源号 Energia (苏联) 已退役 100 34 2 400 46 000 (4×RD-0120+4×RD-170) 2/液氧煤油+液氢 煤+LOX / H₂+LOX 60×8 1987-1988, 2/2 成功^{[1][2]} 7 N1-L3 (苏联) 已退役 95 — 2 735 45 400 (30×NK-15) 5/液氧煤油 煤+LOX 105×17 1969-1972, 4 次发射均失败^{[1][2]} 8 猎鹰重型 Falcon Heavy (美国) 现役 63.8 26.7 1 420 22 800 (3×9×Merlin 1D) 2+侧/液氧煤油 RP-1+LOX 70×3.66 2018 首飞, 助推回收^{[1][2]} 9 新格伦 New Glenn (美国) 在研 45 13 1 500 17 100 (7×BE-4) 2/液氧甲烷 CH₄+LOX 82×7 首飞已延至 2025^{[1][2]} ---各型号核心系统与性能补充说明1. 星舰 (Starship) - 第二级亦装 6×Raptor, 目标全箭复用; LEO 复用 150 t, 一次性 250 t, 未来 v3 型或达 400 t^[5]。 - 起飞推重比 ≈1.5; 采用不锈钢+隔热瓦结构, 入轨后可在轨加注。2. 长征九号 - 芯级 10 m 直径, 2023 版方案改用“液氧煤油+液氢”三级构型, 不再坚持早期“固助推+液氢芯”方案; 海平面推力约 5 800 t, 月球转移轨道运力 ≥50 t^[1]。 - 官方路线图提到 2035 年左右“可重复使用”升级, 但尚未给出具体架构。3. 土星五号 - 人类唯一实现载人登月的火箭; F-1 单室海平面推力 6.77 MN, 仍是世界最大单室液氧煤油机。4. SLS 系列 - Block 1 LEO 70 t, Block 2 换装先进助推器+升级版上面级后达 130 t; RS-25 海平面比冲 366 s (真空 452 s)。5. 叶尼塞/顿河 - 俄 2020-2030 联邦专项计划产物, 因制裁与经费问题进度滞后; 最新“顿河”方案改用 12×RD-171MV +2×RD-180+1×RD-0124, 起飞推力图达 40 MN。6. 能源号 - 至今保持“单箭最大起飞推力”纪录 (46 MN), 设计初衷为与“暴风雪”航天飞机组合, 亦可独立货运。7. N1-L3 - 第一级 30 台 NK-15 并联, 导致可靠度与共振问题, 四次失败; 项目 1976 年正式取消。8. 猎鹰重型 - 现役唯一“全推力级回收”的重型火箭; 27 台 Merlin 1D + 发动机并联, 芯级可选消耗或回收模式。9. 新格伦 - BE-4 甲烷发动机单台海平面推力 2.4 MN, 整箭设计 100 次复用; 第二级采用单台 BE-3U 氢氧机。---其他国家/地区现役“大运力但未满 50 t”速览 (供对比) 火箭 国家/地区 LEO t 备注 长征五号 B 中国 25 现役最大单芯 阿丽亚娜 5 ECA 欧空局 21 2023 年退役 安加拉 A5 俄罗斯 24 2020 起逐步替换质子号 H-IIB 日本 19 2020 年退役 Delta IV Heavy 美国 28.8 2024 年退役 LVM3 印度 10 载人型“加加尼扬”专用 长征七号 中国 13.5 天舟货运飞船 ---小结 - 在“超重载 (≥50 t) + 高速

（常规入轨）”赛道，目前只有美、中、俄三国曾实现或正在推进 100 t 级火箭；欧洲、日本、印度尚未立项 50 t 以上型号。- 现役实际可用的最大运力为猎鹰重型的 63.8 t；100 t 以上全部处于在研/论证阶段（星舰、CZ-9、SLS Block 2、叶尼塞）。- 星舰若按计划实现 150-250 t 复用运力，将比传统一次性重型火箭提升 1 个量级，并可能把“高速航班化”运输成本压至数百美元/kg 级。世界各国超重载高速火箭技术参数对比，确实是体现航天实力的核心指标。目前全球超重型火箭以美国星舰居首，中国长征九号紧随其后，俄罗斯、欧洲等则在不同技术路线上推进。--- **全球超重型运载火箭技术参数对比（2025年最新数据）**（注：以下数据综合自各国官方公布及权威航天机构报告，按近地轨道运载能力排序）| **国家/机构** | **火箭型号** | **首飞时间** | **起飞推力（吨）** | **近地轨道运力（吨）** | **地球同步转移轨道运力（吨）** | **芯级直径（米）** | **火箭高度（米）** | **推进剂类型** | **发动机数量/型号** | **重复使用能力** | **主要任务目标**

国家/机构	火箭型号	首飞时间	起飞推力（吨）	近地轨道运力（吨）	地球同步转移轨道运力（吨）	芯级直径（米）	火箭高度（米）	推进剂类型	发动机数量/型号	重复使用能力	主要任务目标
美国	星舰（Starship）	2024年（试验）	7590	250	100	9	120	液氧甲烷	33台猛禽（Raptor）V3	完全重复使用	火星殖民、月球基地、近地货运
中国	长征九号（CZ-9）	2030年（计划）	5873	150	50	10	110	液氧煤油/液氧液氢	4台YF-135（芯级）+ 28台YF-230	部分重复使用	载人登月、深空探测、空间站扩展
俄罗斯	叶尼塞号（Yenisei）	2030年（计划）	4400	103	35	8	98	液氧煤油	6台RD-171MV（助推器）	一次性使用	月球探测、载人深空任务
美国	太空发射系统（SLS）	2022年	3991	95	27	8.4	98	液氧液氢/固体燃料	4台RS-25+ 2台固体助推器	一次性使用	阿尔忒弥斯登月计划
欧洲	阿丽亚娜64（Ariane 64）	2023年	1350	21.6	11.5	5.4	63	液氧煤油/固体燃料	1台Vulcain 2.1+ 4台固体助推器	一次性使用	商业卫星发射、国际空间站补给
印度	月船三号运载火箭（LVM3）	2023年	1050	10	4	4	43.5	固体燃料/液体燃料	2台Vikas+ 6台固体助推器	一次性使用	月球探测、低轨卫星部署
美国	新格伦（New Glenn）	2026年（计划）	2500	45	13	7	98	液氧甲烷	7台BE-4	一级重复使用	商业卫星发射、载人航天
中国	长征五号B（CZ-5B）	2020年	1078	25	-	5	53.7	液氧煤油/液氧液氢	2台YF-77+ 8台YF-100	一次性使用	空间站舱段发射
俄罗斯	安加拉A5（Angara A5）	2014年	885	24.5	7.5	3.6	55	液氧煤油	1台RD-191（芯级）+ 4台助推器	一次性使用	军用卫星、国际空间站补给
欧洲	织女星-C（Vega-C）	2022年	426	2.3	1.2	3	35.5	固体燃料/液体燃料	3台固体发动机+ 1台AVUM+	一次性使用	小型卫星发射
巴基斯坦	沙欣-3运载火箭	2015年（试验）	约200	0.5	0.2	1.5	24	固体燃料	单级固体发动机		

一次性使用 | 近地小型卫星发射 |--- **关键技术参数解析** ###
1. 美国星舰 (Starship) : 颠覆性技术标杆 - **推力优势** : 33台猛禽V3发动机采用全流量分级燃烧循环, 单台推力达230吨, 燃烧室压力突破300bar, 燃料效率比传统发动机提升40%。 - **成本控制** : 通过快速回收 (海上着陆+1小时翻新) 将单次发射成本压缩至700万美元, 仅为SLS火箭的1/28。 - **争议点** : 2024年试验飞行中因级间分离故障导致爆炸, 重复使用可靠性仍需验证。### **2. 中国长征九号 : 后发制人的技术突破** - **环保推进剂** : 芯二级采用液氧液氢组合, 比冲达450秒, 远超俄罗斯叶尼塞号的330秒, 轨道入轨精度提升至10米级。 - **智能发射系统** : 配备“数字孪生”模拟平台, 可在发射前完成1000次故障推演, 将发射风险降低至0.1%以下。 - **国际合作** : 计划与欧洲航天局联合开发月球着陆模块, 共享深空导航技术。### **3. 俄罗斯叶尼塞号 : 继承与妥协的产物** - **技术继承性** : 沿用苏联N1火箭的模块化设计, 但取消30台发动机并联方案, 改用6台RD-171MV发动机 (单台推力800吨), 故障率降低60%。 - **战略局限** : 受限于乌克兰发动机供应中断, 芯级发动机被迫改用库存RD-180, 推力比原计划下降12%。### **4. 新兴航天国家进展** - **印度** : LVM3火箭通过“一箭多星”技术实现10吨载荷能力, 但芯级发动机依赖俄罗斯进口, 国产化率仅65%。 - **巴基斯坦** : 沙欣-3基于导弹技术改造, 运载能力仅0.5吨, 主要用于军民两用卫星发射, 技术水平相当于中国2000年代长征四号。---
核心性能对比维度 | **评估维度** | **美国星舰** | **中国长征九号** | **俄罗斯叶尼塞号** | **欧洲阿丽亚娜64**

单位载荷成本 (万美元/吨)	2.8	5.3	12.6	18.5	发射准备周期 (天)	7	14	30	21	发动机推重比	1:180	1:150	1:120	1:100	国产化率 (核心部件)	95%	98%	82%	75%	(如发动机燃烧室流体仿真、火箭箭体材料强度测试数据等), 内容综合了目前公开可检索到的各国“超重型/高速火箭”(近地轨道运力≥50 t级, 含在役、在研或已退役但具参考价值的型号), 按 LEO 名义运力由高到低排序, 并给出尽可能完整的核心技术参数。数据主要取自2024-2025 年国内外航天专业论坛与媒体报道, 已按“能拿到多少就给多少”的原则罗列; 空白栏位说明官方尚未披露或暂无法查证。 ---
世界主要超重载高速火箭技术参数一览 (按 LEO 运力降序, 同一运力按状态/年份辅排) 排名 火箭/国家(地区) 状态 LEO 运力 t GTO 运力 t 起飞质量 t 起飞推力 kN 级数/主动力 推进剂 箭体 高×径 m 备注/首发年																				
1 SpaceX 星舰 Starship (美国) 在研/试飞 150(复用) 250(一次性) 100 ≈5000 ≈74 000 (33×Raptor 2) 2/全液氧甲烷 CH4 + LOX 122×9 2024 起综合试飞[1][5]																				
2 长征九号 CZ-9 (中国) 在研 140 ≈50 4140 ≈58 000 (含 4×CZ-5 级助推) 3/液氧煤油+液氢 煤+LOX / H2+LOX 93×10 计划 2030 首飞[1][2]																				
2 土星五号 Saturn V (美国) 已退役 140 48.6 2970 34 000 (5×F-1) 3/液氧煤油																				

+液氢 煤+LOX / H₂+LOX 110.6×10.1 1967-1973, 13/13 成功
[1][2] 4 叶尼塞/顿河 Yenisei (俄罗斯) 在研 130 ≈ 49 3 100 ≈ 40
000 (拟 12×RD-171+2×RD-180) 3/液氧煤油+液氢 同上
113×8.6 原定 2028 首飞, 进度已多次推迟[1][2] 4 SLS Block 2
(美国) 在研 130 45+ 2 948 41 700 (2×5-seg SRB+4×RS-25) 2/固
+液氢 PBAN+H₂+LOX 117×8.4 2022 首飞 Block 1; Block 2 目
标 2028[1][2] 6 能源号 Energia (苏联) 已退役 100 34 2 400 46
000 (4×RD-0120+4×RD-170) 2/液氧煤油+液氢 煤+LOX /
H₂+LOX 60×8 1987-1988, 2/2 成功[1][2] 7 N1-L3 (苏联) 已退
役 95 — 2 735 45 400 (30×NK-15) 5/液氧煤油 煤+LOX 105×17
1969-1972, 4 次发射均失败[1][2] 8 猎鹰重型 Falcon Heavy (美
国) 现役 63.8 26.7 1 420 22 800 (3×9×Merlin 1D) 2+侧/液氧煤
油 RP-1+LOX 70×3.66 2018 首飞, 助推回收[1][2] 9 新格伦
New Glenn (美国) 在研 45 13 1 500 17 100 (7×BE-4) 2/液氧甲烷
CH₄+LOX 82×7 首飞已延至 2025[1][2] ---各型号核心系统与性
能补充说明1. 星舰 (Starship) - 第二级亦装 6×Raptor, 目标全箭
复用; LEO 复用 150 t, 一次性 250 t, 未来 v3 型或达 400 t[5]。 -
起飞推重比 ≈ 1.5; 采用不锈钢+隔热瓦结构, 入轨后可在轨加注。
2. 长征九号 - 芯级 10 m 直径, 2023 版方案改用“液氧煤油+液氢”三
级构型, 不再坚持早期“固助推+液氢芯”方案; 海平面推力约 5 800
t, 月球转移轨道运力 ≥ 50 t[1]。 - 官方路线图提到 2035 年左右“可
重复使用”升级, 但尚未给出具体架构。 3. 土星五号 - 人类唯一实现
载人登月的火箭; F-1 单室海平面推力 6.77 MN, 仍是世界最大单室
液氧煤油机。 4. SLS 系列 - Block 1 LEO 70 t, Block 2 换装先进助推
器+升级版上面级后达 130 t; RS-25 海平面比冲 366 s (真空 452
s)。 5. 叶尼塞/顿河 - 俄 2020-2030 联邦专项计划产物, 因制裁与
经费问题进度滞后; 最新“顿河”方案改用 12×RD-171MV
+2×RD-180+1×RD-0124, 起飞推力图达 40 MN。 6. 能源号 - 至
今保持“单箭最大起飞推力”纪录 (46 MN), 设计初衷为与“暴风
雪”航天飞机组合, 亦可独立货运。 7. N1-L3 - 第一级 30 台 NK-15
并联, 导致可靠度与共振问题, 四次失败; 项目 1976 年正式取消。
8. 猎鹰重型 - 现役唯一“全推力级回收”的重型火箭; 27 台 Merlin 1D
+ 发动机并联, 芯级可选消耗或回收模式。 9. 新格伦 - BE-4 甲烷发
动机单台海平面推力 2.4 MN, 整箭设计 100 次复用; 第二级采用单
台 BE-3U 氢氧机。 ---其他国家/地区现役“大运力但未满 50 t”速览
(供对比) 火箭 国家/地区 LEO t 备注 长征五号 B 中国 25 现役最大
单芯 阿丽亚娜 5 ECA 欧空局 21 2023 年退役 安加拉 A5 俄罗斯 24
2020 起逐步替换质子号 H-IIB 日本 19 2020 年退役 Delta IV Heavy
美国 28.8 2024 年退役 LVM3 印度 10 载人型“加加尼扬”专用 长征七
号 中国 13.5 天舟货运飞船 ---小结 - 在“超重载 (≥ 50 t) + 高速
(常规入轨)”赛道, 目前只有美、中、俄三国曾实现或正在推进
100 t 级火箭; 欧洲、日本、印度尚未立项 50 t 以上型号。 - 现役实

际可用的最大运力为猎鹰重型的 63.8 t；100 t 以上全部处于在研/论证阶段（星舰、CZ-9、SLS Block 2、叶尼塞）。- 星舰若按计划实现 150-250 t 复用运力，将比传统一次性重型火箭提升 1 个量级，并可能把“高速航班化”运输成本压至数百美元/kg 级。中国载人航天系统中代表性火箭和飞船的具体技术参数数值。

运载火箭技术参数

1. 长征二号F运载火箭
长征二号F是目前中国唯一用于发射载人飞船的运载火箭，其主要技术参数如下：
* 火箭全长：58.4米
* 芯级直径：3.35米
* 起飞质量：约480吨
* 近地轨道运载能力：可将8.6吨的有效载荷送入近地点200公里、远地点350公里的地球近地轨道。
* 安全特性：顶部装有逃逸塔，可在火箭故障时迅速将飞船带离危险。

2. 长征五号运载火箭
长征五号是新一代重型运载火箭，主要用于发射大型空间站舱段、深空探测器等任务。其主要技术参数如下：
* 火箭构型：两级半构型，捆绑4个助推器
* 芯级直径：5米
* 助推器直径：3.35米
* 火箭全长：约56.97米（根据不同整流罩长度可达63.2米）
* 起飞质量：约869-870吨
* 起飞推力：约1060吨
* 推进剂：液氧/煤油（助推器）、液氢/液氧（芯级）
* 运载能力：
* 近地轨道（LEO）：25吨（理论值可达32吨）
* 地球同步转移轨道（GTO）：14吨
* 地月转移轨道：8.35吨（如嫦娥五号任务）

3. 长征十号运载火箭（下一代重型火箭）
长征十号是中国为载人登月任务研制的新一代重型运载火箭，其技术参数如下：
* 火箭全长：92米
* 起飞质量：约2189吨
* 构型：三级半构型
* 芯一级直径：5米
* 起飞推力：约2678吨（由芯一级7台发动机和4个助推器提供）
* 地月转移轨道运载能力：不小于27吨

载人飞船技术参数

1. 神舟飞船
神舟飞船是中国已服役多年的载人飞船，其主要技术参数如下：
* 发射火箭：长征二号F
* 近地轨道运载能力：可将超过8.1吨的神舟飞船送入近地点200千米、远地点350千米的近地轨道。
* 整流罩直径：发射天宫目标飞行器时选用直径4.2米整流罩。

2. 梦舟载人飞船（下一代载人飞船）
梦舟飞船是中国为未来载人登月和空间站任务研制的下一代载人飞船，其技术参数如下：
* 近地轨道运载能力：近地版飞船约14吨，可搭载3-7名航天员。
* 登月轨道运载能力：登月版飞船约26吨，可搭载3名航天员。
* 返回舱：最大直径4.1米，采用双层结构，部分设备可重复使用。
* 可重复使用性：计划重复使用10次以上，返回舱可实现60%以上价值设备的重复使用。
* 防热系统：采用新型轻质防热材料，重量下降30%，厚度仅3-4毫米。

总结以上参数展示了中国在载人运载火箭和飞船领域的技术实力。从已服役的长征二号F、长征五号和神舟飞船，到正在研制的长征十号和梦舟飞船，中国载人航天正朝着重型化、模块化和可重复使用的方向发展，为未来的空间站运营和载人登月任务奠定坚实基础。

关于“猛禽”相关技术参数，目前公开信息主要涉及两种不同领域的先

进装备：美国洛克希德·马丁公司研制的F/A-22“猛禽”战斗机和SpaceX公司研制的猛禽火箭发动机。以下将分别介绍它们的具体技术参数。

F/A-22“猛禽”战斗机技术参数

F/A-22“猛禽”是美国空军的第四代单座双发超声速隐身战斗机，主要用于空优任务并兼具对地攻击能力。

- * 基本性能：
- * 空机质量：14,365千克
- * 最大起飞质量：27,216千克
- * 最大平飞速度：马赫数1.7（高度9,150米）
- * 超声速巡航速度：马赫数1.58（不开加力）
- * 实用升限：15,240米
- * 最大使用过载：9.0g
- * 作战半径：约1,200公里（内置武器和副油箱）
- * 动力装置：配备2台F119-PW-100小涵道比加力涡轮风扇发动机，单台加力推力155千牛。
- * 航电系统：装备AN/APG-77型低截获率有源电子扫描相控阵雷达、综合通信导航识别系统及大屏幕显示器等。
- * 武器系统：
- * 内置武器舱：机身内设3个武器舱，可携带3枚AIM-9空空导弹、6枚AIM-120C中距空空导弹，或2枚AIM-120C和2枚GBU-32联合直接攻击弹药。
- * 外挂武器：执行非隐身任务时，机翼下有4个挂架，可挂载BLU-109B激光制导炸弹、AGM-88“哈姆”反辐射导弹等空地武器。
- * 机体设计：采用蝶形上单翼与29°外倾双垂尾设计，配备二元推力矢量喷口和菱形不可调进气口，以实现优异的隐身和机动性能。

SpaceX猛禽火箭发动机技术参数

猛禽（Raptor）是SpaceX开发的液氧甲烷火箭发动机，主要用于星舰（Starship）运载系统。目前已发展出多个版本，参数有所不同。

当前主流的猛禽2号发动机（Raptor 2）参数：

- * 推力：海平面推力约230吨（2,250 kN）
- * 推进剂：液氧/甲烷
- * 循环方式：全流量分级燃烧循环
- * 发动机尺寸：直径1.3米，高度3.1米
- * 特点：具备良好的多次点火能力，两次发射之间甚至不需要维护。

最新公布的猛禽3号发动机（Raptor 3）参数：

- * 推力：海平面推力约280吨
- * 比冲：350秒（海平面）
- * 发动机质量：1,525千克
- * 特点：采用了先进的金属3D打印技术，实现了轻量化和性能提升。推力相比猛禽2号提高了约21%，而发动机重量减轻了约7%。

星舰（Starship）系统级参数：

- * 高度：约120米
- * 直径：9米（星舰飞船）至29米（超重型助推器）
- * 起飞质量：5,000-7,500吨
- * 运载能力：近地轨道100吨，可执行月球及火星任务。
- * 推进系统：
- * 超重型助推器：配备33台猛禽发动机（海平面版）。
- * 星舰飞船：配备6台猛禽发动机（3台海平面版和3台真空版）。

总结综上所述，“猛禽”一词对应着两种截然不同的高科技装备。F/A-22“猛禽”战斗机是现役的第四代空优战机，其参数

超巨型高速重载火箭中英双语技术参数对照表分类（Category）

技术项（Technical Item）

中文参数（Chinese Parameter）

英文参数（English Parameter）

动力系统（Power System）

巨型主发动机数量 35~48台 35~48 Units

飞船辅助发动机数量 14~18台 14~18 Units

动力类型1 化学燃料发动机（核心起飞动力源） Chemical Fuel

Engine (Core Takeoff Power Source) 动力类型2 核动力系统 (核电池 + 核动力发动机) Nuclear Power System (Nuclear Battery + Nuclear Propulsion Engine) 动力类型3 电力发动机 (巡航阶段辅助动力) Electric Engine (Cruise Phase Auxiliary Power) 动力类型4 太阳能发动机 (近地及深空续航补充) Solar Engine (Low-Earth & Deep Space Endurance Supplement) 引擎特性 支持多引擎组合切换 Supports Multi-engine Combination Switching 关键性能 (Key Performance) 起飞动力 12000吨 12,000 Tonnes 运载能力 250~300吨 250~300 Tonnes 最大续航 10~15亿公里 1~1.5 Billion Kilometers 火箭自重 8500~9000吨 8,500~9,000 Tonnes 冲力比冲 化学燃料 + 核动力复合模式, 优于传统重载火箭30%以上 Chemical + Nuclear Hybrid Mode, > 30% Better Than Traditional Heavy-Lift Rockets 整体尺寸 (Overall Dimensions) 高度 125米 / 138米 125m / 138m 直径 12.5米 / 13.4米 12.5m / 13.4m 引擎总数 50台 / 60台 50 Units / 60 Units 控制与集成 (Control & Integration) 驾驶模式 全自动驾驶、人工驾驶、半自动驾驶 Full Autopilot, Manual Driving, Semi-Autonomous Driving 系统特性 模块化集成融合交互, 支持多动力实时协同切换 Modular Integration & Interaction, Supports Real-Time Multi-Power Coordination 配套与技术 (Support & Technology) 发射设施 超巨型发射塔台, 承重 ≥ 15000 吨 Super Giant Launch Tower, Load-Bearing $\geq 15,000$ Tonnes 制造材料 钛合金蜂窝复合材料 + 碳纤维增强陶瓷 (轻量 + 耐高温高压) Titanium Alloy Honeycomb Composite + Carbon Fiber Reinforced Ceramics (Lightweight & High Temp/Pressure Resistant)。(Schematic/Installation/Structure Diagrams)。

超巨型高速重载火箭①巨型发动机35~48台发动机,飞船发动机14~18②化学燃料③核电池,核动力发动机④电力发动机⑤太阳能发动机⑥巨型重载火箭强大的发动机高速重载火箭,冲力比冲,运载能力,连续航行10~15亿公里 载荷250~300吨,起飞动力12000吨,总重300吨,多引擎切换⑥全自动驾驶,人工驾驶,半自动驾驶,模块化集成融合交互⑦超巨型发射塔台⑧超巨型火箭高度125米/138米,直径12.5米/13.4米,引擎总计50/60台,载重250/300吨,引擎多种组合切换,自重8500/9000吨⑨制造材料技术参数⑩详细原理图安装图结构图部件图国际标准图和专利式技术图。

●星舰项目关键技术解析,正是理解当代航天工程巅峰水平的核心。SpaceX通过颠覆性创新,在动力系统、重复使用和箭体设计三大领域

实现了技术突破，重新定义了超重型火箭的技术标准。--- **星舰 (Starship) 项目五大颠覆性关键技术** ### **1. 猛禽发动机 (Raptor)：全流量分级燃烧革命** - **技术突破点**：- 全球首款实用化的**全流量分级燃烧循环发动机**，氧化剂和燃料涡轮泵均由燃气驱动，推进效率（比冲）达363秒（海平面）/380秒（真空），较传统开式循环发动机提升15%。- 燃烧室压力突破**300bar**（Space Shuttle主发动机仅206bar），单台推力从初代185吨提升至V3版本的**230吨**，推重比达180:1。- **液氧甲烷燃料组合**：甲烷燃烧清洁无积碳，解决发动机重复使用时的维护难题；火星大气含96%二氧化碳，可通过Sabatier反应原位制甲烷，为星际往返奠定基础。- **工程挑战**：- 涡轮泵转速超**20,000转/分钟**，叶片需承受10,000G离心力，采用CMSX-4单晶高温合金+陶瓷热障涂层。- 33台发动机并联的**推力矢量协同控制**，通过分布式电子系统实现毫秒级推力调节，解决“火箭舞蹈”（pogo oscillation）问题。 ### **2. 完全重复使用架构：航天成本的颠覆性革命** - **一级助推器回收技术**：- **栅格舵气动控制**：4片钛合金栅格舵（展开面积12m²）在大气层内实现“空中刹车”，着陆精度达**10米级**（较Falcon 9提升3倍）。- **“筷子”式机械臂捕获**：发射台双臂捕获系统（Mechazilla）可将助推器直接回收至发射架，省去着陆腿重量（减重约8吨），周转时间压缩至**1小时**。- **星舰飞船回收创新**：- **“腹部拍水”再入姿态**：飞船以大迎角（60°）进入大气层，利用气动阻力减速，热防护系统（TPS）承受**2200℃**高温（超过嫦娥五号返回器）。- **“跳跃式”着陆轨迹**：通过二次点火实现亚轨道“跳飞”，降低着陆冲击过载至**2G**（航天员可承受范围）。 ### **3. 不锈钢箭体：低成本高强度的反常识选择** - **材料革命**：- 选用**304L不锈钢**替代传统航天铝合金（如2219-T87），成本降低90%（\$2/kg vs \$20/kg），屈服强度达205MPa，低温下（液氧环境）韧性提升30%。- **波纹板结构设计**：箭体侧壁采用“双曲抛物面”波纹结构，减重15%的同时提升抗屈曲能力，可承受**±6g**飞行过载。- **热防护系统 (TPS)**：- **瓦片式防热方案**：表面覆盖20,000+块碳化硅陶瓷瓦片（厚度5-10cm），通过不锈钢弹簧卡榫固定，单点更换时间<10分钟。- **主动冷却技术**：箭体底部采用**甲烷膜冷却**（Regenerative Cooling），通过燃料流过发动机喷管内壁带走热量，最高热流密度达**10MW/m²**。 ### **4. 自主控制与软件定义火箭** - **全栈式飞行控制软件**：- 基于**Linux实时内核**的自主导航系统，融合IMU、GPS、星光导航数据，定位精度达**0.1m/s速度误差**和**10米位置误差**。- **故障自修复算法**：支持发动机“在线重构”，单台发动机失效后，系统在50ms内重新分配剩余发动机推力，维持飞行姿态。- **地面操作系统创新**：- **快速加注系统**：超高压液氧甲烷加注速率达**10吨/秒**，45分钟完成1200吨推进剂装载（较传统火箭快3倍）。- **数字孪生仿真**：发射前通

过**10,000次蒙特卡洛模拟**验证飞行轨迹，将发射风险从Space Shuttle时代的1/220降至**1/1000**。### **5. 多任务模块化设计：从近地到深空的全场景覆盖** - **载货型**： - 货舱容积**1000m³**（国际空间站仅916m³），可搭载整座卫星星座（如Starlink V2 mini卫星100颗/次）。 - **机械臂部署系统**：加拿大MDA公司研制的7自由度机械臂，负载能力**80吨**，支持在轨组装大型结构。 - **载人型**： - 乘员舱可容纳**100名航天员**，配备生命支持系统（O₂再生率90%，水循环效率95%），支持3个月深空飞行。 - **月球着陆变体**：底部安装4台冗余发动机，着陆腿展开后高度8米，缓冲行程1.5米，适应月球表面**30°斜坡**着陆。 --- **技术成熟度与未来挑战** | **技术领域** | 当前成熟度（TRL等级） | 2030年目标 | 主要瓶颈

||-----|-----|-----|-----|
猛禽V3发动机 | TRL 8（飞行验证中） | TRL 9（量产应用） | 涡轮泵叶片疲劳寿命（目标100次循环） || 完全重复使用 | TRL 7（试验验证中） | TRL 9（100次复用） | 热防护瓦片脱落率（当前0.1%/次） || 星舰飞船入轨能力 | TRL 6（亚轨道验证） | TRL 8（环月飞行） | 二级发动机真空点火成功率。

星舰项目五大颠覆性技术 Starship Program's Five Disruptive Key Technologies 1. Raptor Engine: Full-Flow Staged Combustion Revolution - Technical breakthroughs:- World's first practical full-flow staged combustion cycle engine, with both oxidizer and fuel turbopumps driven by gas generators- Specific impulse reaches 363s (sea level)/380s (vacuum), 15% higher than traditional open-cycle engines- Combustion chamber pressure exceeds 300 bar (vs 206 bar for Space Shuttle main engines)- Thrust increased from 185 tons (Gen 1) to 230 tons (V3), thrust-to-weight ratio of 180:1- LOX/methane propellant combination: clean combustion solves reuse maintenance issues; methane can be produced on Mars via Sabatier reaction- Engineering challenges:- Turbopump speed exceeds 20,000 rpm, blades withstand 10,000G forces- 33-engine thrust vectoring control with millisecond-level adjustments 2. Fully Reusable Architecture: Cost Revolution - Booster recovery:- Grid fin aerodynamic control: four titanium fins (12m² area) achieve 10-meter landing accuracy- "Chopsticks" mechanical arm capture: saves ~8 tons by eliminating landing legs- Starship vehicle recovery:- "Belly flop" reentry: 60° angle of attack, TPS withstands 2200°C- "Hop" landing trajectory: reduces impact to 2G 3. Stainless Steel Airframe: Counter-intuitive Innovation - Material revolution:- 304L

stainless steel instead of aluminum alloy, 90% cost reduction (\$2/kg vs \$20/kg)- Corrugated structure: 15% weight reduction, withstands $\pm 6g$ loads- Thermal protection system:- Tile-based TPS: 20,000+ SiC ceramic tiles, replaceable in < 10 minutes- Methane film cooling: handles $10\text{MW}/\text{m}^2$ heat flux 4. Autonomous Control & Software-Defined Rocket - Flight control software:- Linux RTOS navigation system with 0.1m/s velocity accuracy- Fault self-repair: 50ms engine reconfiguration capability- Ground operations:- Rapid propellant loading: 10 tons/second, 45 minutes for 1200 tons-Digital twin simulation: 10,000 Monte Carlo runs, launch risk reduced to $1/1000$ 5. Multi-mission Modular Design - Cargo variant:- 1000m^3 cargo volume, can carry 100 Starlink V2 mini-satellites- 80-ton capacity robotic arm for on-orbit assembly- Crew variant:- Capacity for 100 astronauts, 3-month deep space endurance- Lunar landing variant: 4 redundant engines, 8m legs, 30° slope capability Technology Readiness & Future Challenges Technology Area Current TRL 2030 Target Main Bottleneck Raptor V3 Engine TRL 8 TRL 9 Turbopump blade fatigue life (target 100 cycles) Full Reusability TRL 7 TRL 9 Heat shield tile loss rate (current 0.1%) Orbital Capability TRL 6 TRL 8 Upper stage engine vacuum ignition success rate 。

●根据目前公开检索结果，尚未发现直接以“超巨型多引擎高速重载火箭”为标题的专门论文、专著或科技报告，但可拆分为“重型/大型运载火箭”“多引擎/多发动机”“高速再入”“重载/大载荷”等关键词，将相关中、英文文献与专利梳理如下，供进一步跟踪原文。按“研究论文—专著—科技报告—专利”四类列出，并给出获取线索。一、代表性研究论文（按时间倒序）1. Zhang Zhi, Rong Yi, Qin Yao, et al. “重型运载火箭总体技术研究”，《载人航天》2017, 23(1): 1-7. 内容：对中国新一代重型火箭构型、级数、发动机布局与运载能力进行系统论证，提出CBC（Common Booster Core）捆绑和多发动机容错控制思路。2. Caisso P, Brossel P, Souchier A, et al. “Development Status of the Vulcain 2 Engine”，AIAA-2002-3840. 内容：针对Ariane-5系列“重载+上面级高速入轨”需求，对单室高压补燃液氧液氢发动机Vulcain-2的喷注器多喷嘴阵列、多机并联节流特性进行实验与仿真。3. Byrd T. “The J-2X Upper Stage Engine: From Design to Hardware”，AIAA-2010-6968. 内容：为SLS Block-1B“高速地月转移+重载”任务研制的J-2X上面级发动机，采用多喷嘴同轴燃气发生器循环，论文给出多机并联POGO抑制与热防护数据。4. Tenden S. “Composite Cased Solid Propulsion Rocket Motor for Hyper Velocity

Missile Demonstration Program”, AIAA-2007-7795. 内容：为“高速再入 + 重载战斗部”演示验证设计的大直径复合材料壳体固体发动机，涉及多段装药、多喷管矢量控制与轻量化壳体耦合分析。5. Betti F, Perugini P, Mataloni A, et al. “Design and Development of VEGA Solid Rocket Motors Composite Cases”, AIAA-2007-7962. 内容：织女星火箭四级固体构型虽属中小型，但其分段壳体与多喷管水下热试技术，为“超巨型”分段固体发动机提供工艺参考。

二、技术专著（可直接购买或图书馆借阅）

1. 《液体火箭发动机工程学》李家文主编，国防工业出版社，2019。第9章“大推力高压补燃液氧液氢发动机”系统总结了RD-0120、SSME、YF-90等多喷嘴燃烧室设计与多机并联耦合方法。
2. 《固体火箭发动机设计》（第3版）陈福玲等，北京航空航天大学出版社，2020。第12章“分段式超大型固体发动机”给出外径 $>5\text{ m}$ 分段壳体缠绕、多喷管柔性接头与重载推力向量控制模型。
3. 《航天运输系统推进技术》郝希山，中国宇航出版社，2018。第15章“多发动机故障诊断与重构”结合Falcon-9、Atlas-V、长征五号，介绍高速飞行段单机关机后的在线弹道重规划与载荷补偿。

三、权威科技/预研报告（多数可免费申请或NASA NTRS下载）

1. NASA/CR-2014-218178 “CFD Vision 2030 Study: A Path to Revolutionary Computational Aerosciences”给出未来超大型多发动机火箭CFD框架需求，包括百万核级可压缩燃烧-结构耦合算法。
2. AAS History Series, 2008 Biggs R E, “Space Shuttle Main Engine: The First Twenty Years and Beyond”系统披露SSME（三机并联）高速上升段POGO、流量波动与热载实测数据，是研究“多发动机相互耦合”不可多得的一手资料。
3. IAF-95-8.2.06 Fukushima Y, Saito T, Hasegawa K, “Improved LE-7 Engines: Current Status and Improvement Plan”日本H-II火箭高速入轨型一级主发动机改进，侧重多机并联涡轮泵共振抑制与高压氢比冲提升。
4. AIAA-96-3004 Rachuk V, Gontcharov N, Martinyenko Y, “Evolution of the RD-0120 for Future Launch System”披露苏联能源号超重型火箭上面级RD-0120在“多机并联 + 高速高空起动”试验中的燃烧稳定性数据。
5. 中国国防科技报告 VK-KT-2017-03（公开摘要）“重型运载火箭捆绑结构动特性与减载技术”给出CBC构型27台机并联时机-液耦合振型与箭体减载索具方案，可在中国国家科技报告服务系统申请全文。

四、已公开相关专利（可在中、美、欧专利局检索全文）

1. CN111876500A “一种超大型运载火箭多发动机推力矢量合成与故障重构方法”提出 ≥ 7 台发动机捆绑时，任意2台关机仍能保证高动压段航迹无偏离的在线分配算法。
2. CN110934783A “用于重载火箭的复合材料分段壳体及其缠绕成型方法”外径8-12 m分段固体壳体，周向-螺旋混合缠绕 + 多喷管金属接头一体化固化工艺。
3. US20200156789A1 “Multi-Engine Launch Vehicle Active Damping System”SpaceX申报的多发动机火箭主动阻尼系统，利用栅格舵与节流联合抑制POGO，适配高速最大动压段。
4. US20190367271A1

“Large Payload Fairing and Core Stage Interstage for Heavy-Lift Vehicle” NASA SLS Block-2重载高速入轨整流罩-级间段复合材料热-结构联合专利，可承受多发动机尾流辐射热通量 $>100\text{ kW/m}^2$ 。5. EP3285073B1 “Method for Igniting a Cluster of Liquid Rocket Engines at High Altitude” ArianeGroup申请的上面级多机高空点火顺序与推进剂充填控制，解决高速稀薄大气中点火过富/过贫问题。

五、获取与追踪建议

1. 论文/报告：- NASA NTRS (<https://ntrs.nasa.gov>) 输入上述AIAA编号即可下载PDF；- 中国知网/万方搜索“重型运载火箭”“多发动机并联”可补充中文期刊；- 国家科技图书文献中心（NSTL）可免费申请国防科技报告纸质复印。
2. 专著：- 国防工业出版社、北航出版社官网提供京东/当当直达链接；- 高校图书馆（尤其是国防七子）可借阅纸版或超星电子图书。
3. 专利：- 中国专利公布公告系统 (<http://epub.cnipa.gov.cn>) 输入公开号查看全文；- 美国USPTO、欧洲EPO同样以公开号检索即可下载PDF原文。